

日 本 国 特 許 庁
JAPAN PATENT OFFICE

29.10.2004

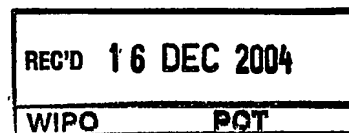
別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office.

出 願 年 月 日
Date of Application: 2003年10月31日

出 願 番 号
Application Number: 特願2003-373643
[ST. 10/C]: [JP2003-373643]

出 願 人
Applicant(s): 株式会社東芝

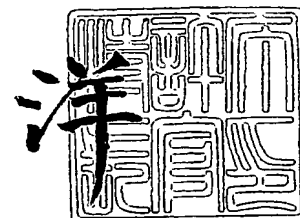


PRIORITY DOCUMENT
SUBMITTED OR TRANSMITTED IN
COMPLIANCE WITH
RULE 17.1(a) OR (b)

2004年12月 3日

特許庁長官
Commissioner,
Japan Patent Office

小 川



【書類名】 特許願
【整理番号】 81B0370151
【提出日】 平成15年10月31日
【あて先】 特許庁長官殿
【国際特許分類】 F01D 5/00
F01D 9/02

【発明者】
【住所又は居所】 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2 丁目 4 番地 株式会社東芝 京浜
事業所内
【氏名】 松田 寿

【発明者】
【住所又は居所】 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2 丁目 4 番地 株式会社東芝 京浜
事業所内
【氏名】 猪亦 麻子

【発明者】
【住所又は居所】 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2 丁目 4 番地 株式会社東芝 京浜
事業所内
【氏名】 大友 文雄

【発明者】
【住所又は居所】 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2 丁目 4 番地 株式会社東芝 京浜
事業所内
【氏名】 川岸 裕之

【発明者】
【住所又は居所】 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2 丁目 4 番地 株式会社東芝 京浜
事業所内
【氏名】 野村 大輔

【特許出願人】
【識別番号】 000003078
【氏名又は名称】 株式会社 東芝

【代理人】
【識別番号】 100078765
【弁理士】
【氏名又は名称】 波多野 久

【選任した代理人】
【識別番号】 100078802
【弁理士】
【氏名又は名称】 関口 俊三

【選任した代理人】
【識別番号】 100077757
【弁理士】
【氏名又は名称】 猿渡 章雄

【選任した代理人】
【識別番号】 100122253
【弁理士】
【氏名又は名称】 古川 潤一

【手数料の表示】
【予納台帳番号】 011899
【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】
【物件名】 特許請求の範囲 1

【物件名】 明細書 1
【物件名】 図面 1
【物件名】 要約書 1

【書類名】 特許請求の範囲**【請求項 1】**

壁面に支持され、周方向に沿って列状に配置する翼体と、翼体の前縁と前記壁面との間の角部に覆設され、上流側に向って延びる被覆部とを備えたことを特徴とするタービン翼列装置。

【請求項 2】

被覆部は、翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方に備えたことを特徴とする請求項 1 記載のタービン翼列装置。

【請求項 3】

被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成したことを特徴とする請求項 1 記載のタービン翼列装置。

【請求項 4】

被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成するとともに、前記隆起部を予め別体として作製しておいた被覆接続片、前記翼体との一体削り出し片および溶接施工による肉盛部のうち、いずれかを選択して構成することを特徴とする請求項 1 記載のタービン翼列装置。

【請求項 5】

隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁の高さ方向に向って凹曲面状に形成したことを特徴とする請求項 3 または 4 記載のタービン翼列装置。

【請求項 6】

凹曲面状に形成した隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁に向う距離を L_0 とし、壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離を H_0 とするとき、距離 L_0 は、 $L_0 = (2 \sim 5) H_0$ の範囲に設定するとともに、前記壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離 H_0 は、作動流体の境界層の厚さを T とするとき、 $H_0 = (0.5 \sim 2.0) T$ の範囲に設定したことを特徴とする請求項 5 記載のタービン翼列装置。

【請求項 7】

凹曲面状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準に前記翼体の腹側および背側のそれぞれに向って延びる扇状に形成したことを特徴とする請求項 5 記載のタービン翼列装置。

【請求項 8】

扇状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準として角度 θ に振り分けるとき、その角度 θ は、 $\theta = \pm 15^\circ \sim \pm 60^\circ$ の範囲に設定したことを特徴とする請求項 7 記載のタービン翼列装置。

【請求項 9】

翼体を支持する壁面は、前記翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方に備えたことを特徴とする請求項 1 記載のタービン翼列装置。

【請求項 10】

翼体の根元部側を支持する壁面は、前記翼体の前縁から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面に形成したことを特徴とする請求項 9 記載のタービン翼列装置。

【請求項 11】

翼体の根元部側を支持する壁面は、前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面に形成したことを特徴とする請求項 9 記載のタービン翼列装置。

【請求項 12】

翼体の根元部側および頂部側のそれぞれを支持する壁面に、前記翼体の前縁から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面および右上りの直線状の傾斜面のそれぞれに形成したことを特徴とする請求項 9 記載のタービン翼列装置。

【請求項 13】

翼体の根元部側および頂部側のそれぞれを支持する壁面は、前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面および右上りの傾斜曲面に形成したことを特徴とする請求項 9 記載のタービン翼列装置。

【請求項 14】

翼体の根元部側および頂部側のそれぞれを支持する壁面のうち、前記翼体の根元部側を支持する壁面を前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向って右下りの傾斜曲面に形成するとともに、前記翼体の頂部側を支持する壁面を前記翼体の前縁から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面に形成したことを特徴とする請求項 9 記載のタービン翼列装置。

【請求項 15】

翼体を支持する壁面は、平坦に形成したことを特徴とする請求項 1 記載のタービン翼列装置。

【書類名】明細書

【発明の名称】タービン翼列装置

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービン翼列装置に係り、特に翼体の根元部（翼ルート部）および翼頂部（翼チップ部）のうち、少なくともいずれか一方に改良を加えて二次流れに基づく二次流れ損失の低減化を図るタービン翼列装置に関する。

【背景技術】

【0002】

最近の蒸気タービンやガスタービン等の軸流流体機械では、翼列性能の強化が見直されており、その一つに二次流れに基づく二次流れ損失がある。

【0003】

この二次流れに基づく二次流れ損失は、翼型の形状によって定まるプロファイル損失に匹敵するほど大きな損失になっている。

【0004】

ここに、二次流れは、以下に示すメカニズムに基づいて発生するものと考えられている。

。

【0005】

図27は、例えば、文献「ガスタービンの基礎と実際」（三輪著、平成元年3月18日発行、（株）成文堂書店、119ページ）から引用した二次流れの発生メカニズムを説明する概念図である。

【0006】

なお、図27は、タービンノズルを例示とするものであり、翼体の後縁側から見た概念図である。

【0007】

図27で示した一方の翼体1aと隣接する他方の翼体1bとで形成する翼列2と、翼体1a、1bの頂部と根元部とを支持する壁面3a、3bとの間に設けられた流路4に流入する作動流体、例えば蒸気は、流路4を通過するとき、円弧状に曲げられて次の翼列に流入する。

【0008】

このとき、隣接する他方の翼体1bの背側5から一方の翼体1aの腹側6に向って遠心力が発生する。この遠心力とバランスさせるために、一方の翼体1aの腹側6の静圧は高くなっている。反面、隣接する他方の翼体1bの背側5は、作動流体の流速が大きいため、静圧が低くなっている。

【0009】

このため、流路4には、一方の翼体1aの腹側6から隣接する他方の翼体1bの背側5に向って圧力勾配が生じる。この圧力勾配は、翼体1a、1bの根元部側および頂部側のそれぞれに生成される境界層にも生じている。

【0010】

しかし、境界層は、流速が遅く、遠心力も小さいため、一方の翼体1aの腹側6から隣接する他方の翼体1bの背側5への圧力勾配に抗しきれず、腹側6から背側5に向って流れる、いわゆる二次流れが生じる。この二次流れには、作動流体が翼体1a、1bの前縁7a、7bに衝突したときに生成される、いわゆる馬蹄渦8a、8bの一部が含まれている。

【0011】

馬蹄渦8a、8bは、流路4を横切って隣接する翼体1bの背側5に向ってパッセージ渦9となって流れ、隣接する他方の翼体1bの背側5に至るとき、コーナ渦10と干渉しながら境界層を巻き上げる。これが、いわゆる二次流れ渦である。

【0012】

この二次流れ渦は、主流（駆動流体）の流れを乱し、翼列効率低下の要因になっていた

【0013】

図28は、二次流れが翼列効率低下にどのような影響を与えているかを3次元数値流体解析から得た損失線図である。なお、図中、縦軸は翼体の高さを、また、横軸は全圧をそれぞれ示している。

【0014】

3次元数値流体解析から、翼根元部および翼頂部のそれぞれの側には、一方の翼体1aの腹側6から隣接する他方の翼体1bの背側5に向って流れるねいわゆる二次流れの発生していることが認められた。

【0015】

また、3次元数値流体解析を仔細に観察してみると、上述のパッセージ渦9a, 9bが隣接する他方の翼1bで巻き上がることによって生じる二次流れ渦と、もともと翼体1a, 1bの前縁7a, 7bで衝突して生成され、背側5に沿って流れる馬蹄渦8a, 8bとが合流する領域(図28中のA領域、B領域)で著しく全圧損失が大きくなっていることもわかった。

【0016】

このように、二次流れのメカニズムが究明され、二次流れのメカニズムの究明に伴って二次流れに基づく翼列の効率低下を抑制する技術として、例えば、特開平1-106903号公報、特開平4-124406号公報、特開平9-112203号公報、特開2000-230403号公報等、数多くの技術が開示されている。

【特許文献1】特開平1-106903号公報

【特許文献2】特開平4-124406号公報

【特許文献3】特開平9-112203号公報

【特許文献4】特開2000-230403号公報

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0017】

最近、翼体1a, 1bの前縁7a, 7bと壁面3a, 3bとの接続部分の周囲の淀み領域に嘴(cusp)状の突出し片を設けてパッセージ渦9a, 9bの強さを抑制して二次流れ損失の低減化を図った技術が米国特許第6,419,446号明細書に開示されている。

【0018】

翼体1a, 1bの前縁7a, 7bと壁面3a, 3bとの接続部分の周囲の淀み領域に嘴状の突出し片を設けると、この部分で作動流体が加速され、加速された作動流体の流れにより馬蹄渦8a, 8bが打ち消され、パッセージ渦9a, 9bの強さが弱まることが文献「Controlling Secondary-Flow Structure by Leading-Edge Airfoil Fillet and Inlet Swirl to Reduce Aerodynamic Loss and Surface Heat Transfers (Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002, June 3-6, 2002 Amsterdam the Netherlands, GT-2002-30529)」で報告されている。

【0019】

また、この文献によれば、丸みを帯びた(ラウンド型)カスプ状の突出し片の効果にも言及しており、カスプ状の突出し片は、馬蹄渦8a, 8bを翼体1a, 1bの前縁7a, 7bから遠ざける作用を備えているので、パッセージ渦9a, 9bの強さを弱め、翼列損失の低減化を図ることができるが、この条件としてラウンド型カスプ状の突出し片の稜線(分離線)と作動流体の淀み点(作動流体の翼体の前縁への衝突部分)とが一致していることが必要である、と報告されている。

【0020】

しかし、作動流体の翼体1a, 1bへの流入は、負荷(出力)の変動に伴って流量が増減するので、その入射角を制御することが難しい。特に、起動運転時や部分負荷運転時には、作動流体の入射角の制御が難しい。

【0021】

このため、上述米国特許第6, 419, 466号明細書に記載された技術よりも適用範囲をより一層広くし、作動流体の流量変動があり、ラウンド型カスプ状の突出し片の稜線と作動流体の淀み点とが一致しない場合であっても二次流れ損失の低減が図れるタービン翼列の実現が望まれていた。

【0022】

本発明は、このような事情に基づいてなされたものであり、作動流体の流量が変動し、これに伴って作動流体の翼体の前縁への入射角が変動しても二次流れに基づく二次流れ損失の低減化が図れるタービン翼列装置を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0023】

本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項1に記載したように、壁面に支持され、周方向に沿って列状に配置する翼体と、翼体の前縁と前記壁面との間の角部に覆設され、上流側に向って延びる被覆部とを備えたものである。

【0024】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項2に記載したように、被覆部は、翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方に備えたものである。

【0025】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項3に記載したように、被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成したものである。

【0026】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項4に記載したように、被覆部は、上流側から翼体の前縁の高さ方向に向って隆起部として形成するとともに、前記隆起部を予め別体として作製しておいた被覆接続片、前記翼体との一体削り出し片および溶接施工による肉盛部のうち、いずれかを選択して構成するものである。

【0027】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項5に記載したように、隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁の高さ方向に向って凹曲面状に形成したものである。

【0028】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項6に記載したように、凹曲面状に形成した隆起部は、上流側の据部分から翼体の前縁に向う距離を L_0 とし、壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離を H_0 とすると、距離 L_0 は、 $L_0 = (2 \sim 5) H_0$ の範囲に設定するとともに、前記壁面から前記前縁の高さ方向に向う距離 H_0 は、作動流体の境界層の厚さを T とすると、 $H_0 = (0.5 \sim 2.0) T$ の範囲に設定したものである。

【0029】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項7に記載したように、凹曲面状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準に前記翼体の腹側および背側のそれぞれに向って延びる扇状に形成したものである。

【0030】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項8に記載したように、扇状に形成した隆起部は、翼体の前縁に衝突する作動流体の淀み点を基準として角度 θ に振り分けるとき、その角度 θ は、 $\theta = \pm 15^\circ \sim \pm 60^\circ$ の範囲に設定したものである。

【0031】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項9に記

載したように、翼体を支持する壁面は、前記翼体の根元部側および頂部側のうち、少なくともいずれか一方に備えたものである。

【0032】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項10に記載したように、翼体の根元部側を支持する壁面は、前記翼体の前縁から上流側に向かって右下りの直線状の傾斜面に形成したものである。

【0033】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項11に記載したように、翼体の根元部側を支持する壁面は、前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向かって右下りの傾斜曲面に形成したものである。

【0034】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項12に記載したように、翼体の根元部側および頂部側のそれぞれを支持する壁面に、前記翼体の前縁から上流側に向かって右下りの直線状の傾斜面および右上りの直線状の傾斜面のそれぞれに形成したものである。

【0035】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項13に記載したように、翼体の根元部側および頂部側のそれぞれを支持する壁面は、前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向かって右下りの傾斜曲面および右上りの傾斜曲面に形成したものである。

【0036】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項14に記載したように、翼体の根元部側および頂部側のそれぞれを支持する壁面のうち、前記翼体の根元部側を支持する壁面を前記翼体の中間部分から上流の前縁側に向かって右下りの傾斜曲面に形成するとともに、前記翼体の頂部側を支持する壁面を前記翼体の前縁から上流側に向かって右上りの直線状の傾斜面に形成したものである。

【0037】

また、本発明に係るタービン翼列装置は、上述の目的を達成するために、請求項15に記載したように、翼体を支持する壁面は、平坦に形成したものである。

【発明の効果】

【0038】

本発明に係るタービン翼列装置は、翼体と壁面との角部に覆設した被覆部を断面が曲面状の隆起部に形成し、この隆起部の据部分を上流側に向かって延ばして表面積を広くし、表面積を広くした前記曲面状の隆起部で作動流体の流れを加速させて前記翼体の前縁からの馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【発明を実施するための最良の形態】

【0039】

以下、本発明に係るタービン翼列装置の実施形態を図面および図面に付した符号を引用して説明する。

【0040】

図1は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第1実施形態を示す概念図である。

【0041】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、例えば、タービンディスク等の平坦に形成された壁面13に植設するとともに、周方向に沿って列状に配置された一方の翼体11aと隣接する他方の翼体11bとのそれぞれの前縁12a、12bと、壁面13との角部（根元部）に前縁12a、12bから上流側に向かって長く延びる被覆部（フィレット）14a、14bを備えたものである。

【0042】

そして、被覆部（フィレット）14a, 14bは、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bを囲うように覆設される。

【0043】

被覆部14a, 14bは、図2に示すように、壁面13における上流側の据部分15a, 15bから翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの高さ方向に向って断面が、例えば、凹曲面状に隆起された隆起部16a, 16bに形成され、隆起部16a, 16bを予め別体で作製しておいた被覆接続片、翼体11a, 11bとの一体削り出し片、溶接施工による肉盛部のうち、いずれかで構成される。

【0044】

また、断面が凹曲面状の隆起部16a, 16bに形成する被覆部14a, 14bは、据部分15a, 15bから翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに向う距離を L_0 とし、壁面13から前縁12a, 12bの高さ方向に向う距離を H_0 とすると、距離 L_0 を、 $L_0 = (2 \sim 5) H_0$ とするとともに、壁面13から高さ方向に向う距離 H_0 を境界層を勘案して境界層厚さ T の $H_0 = (0.5 \sim 2.0) T$ 程度の範囲に設定される。

【0045】

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bから上流側に向って延び、断面が、前縁12a, 12bの高さ方向に向って例えば凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備え、被覆部14a, 14bで作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦の生成を抑制する構成したので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0046】

図3および図4は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第2実施形態を示す概念図である。

【0047】

なお、第1実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

【0048】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、第1実施形態と同様に、例えば、タービンディスク等の平坦に形成された壁面13に植設するとともに、周方向に沿って列状に配置された一方の翼体11aと隣接する他方の翼体11bとのそれぞれの前縁12a, 12bと壁面13との角部に前縁12a, 12bから上流側に向って長く延びる被覆部（フィレット）14a, 14bを備えるとともに、被覆部14a, 14bを前縁12a, 12bに対し、翼体11a, 11bの腹側17a, 17bおよび背側18a, 18bのそれぞれに向って延びる扇状に形成したものである。

【0049】

扇状に形成した被覆部14a, 14bは、淀み点（作動流体が前縁に衝突する位置）を基点に翼体11a, 11bのそれぞれの腹側17a, 17bおよび背側18a, 18bに向って角度 θ を振り分けるとき、その角度 θ を、 $\pm 15^\circ \leq \theta \leq \pm 60^\circ$ の範囲に設定したのである。

【0050】

また、扇状に形成した被覆部14a, 14bは、第1実施形態と同様に、図4に示すように、壁面13における上流側の据部分15a, 15bから翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの高さ方向に向って断面が、例えば凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成され、隆起部16a, 16bを予め別体で作製しておいた被覆接続片、翼体11a, 11bとの一体削り出し片、溶接施工による肉盛部のうち、いずれかで構成される。

【0051】

また、断面が凹曲面状の隆起部16a, 16bに形成する被覆部14a, 14bは、第1実施形態と同様に、据部分15a, 15bから翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに向う距離を L_0 とし、壁面13からの高さ方向に向う距離を H_0 とすると、距離を

$L_o = (2 \sim 5) H_o$ とするとともに、壁面 13 から高さ方向に向う距離 H_o を境界層を勘案して境界層厚さ T の $H_o = (0.5 \sim 2.0) T$ 程度の範囲に設定される。

【0052】

このように、本実施形態は、翼体 11a, 11b の前縁 12a, 12b から上流側に向って延び、断面が、前縁 12a, 12b の高さ方向に向って例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 16a, 16b に形成する被覆部 14a, 14b を翼体 11a, 11b の前縁 12a, 12b に備えるとともに、被覆部 14a, 14b を作動流体の前縁 12a, 12b への入射角の広い変動に対処させて扇状に形成し、被覆部 14a, 14b で作動流体の流れを加速させる一方、馬蹄渦を前縁 12a, 12b から遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0053】

なお、本実施形態に係るタービン翼列装置は、タービン動翼に適用したが、この例に限らず、例えば、図 5 および図 6 に示すように、タービンノズルに適用してもよい。

【0054】

すなわち、タービンノズルは、周方向に沿って列状に配置する翼体 11a, 11b を、頂部側に設けたダイアフラム外輪等の平坦に形成された壁面 13b と根元部側に設けたダイアフラム内輪等の平坦に形成された壁面 13a とで支持している。

【0055】

このような構成を備えたタービンノズルに対し、本実施形態は、翼体 11a, 11b の前縁 12a, 12b の根元部側と壁面 13a との角部に扇状に形成する被覆部 14a₁, 14b₁ を設けるとともに、翼体 11a, 11b の頂部側と壁面 13b との角部を扇状の被覆部 14a₂, 14b₂ をそれぞれ設けたものである。なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第 2 実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

【0056】

このように本実施形態は、タービンノズルの翼体 11a, 11b の前縁 12a, 12b における根元部側および頂部側のそれぞれから上流側に向って延び、断面が前縁 12a, 12b の高さ方向に向って例えば凹曲面状に隆起させた隆起部 16a₁, 16a₂, 16b₁, 16b₂ に形成する被覆部 14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂ を翼体 11a, 11b の前縁 12a, 12b に備えるとともに、被覆部 14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂ を作動流体の前縁 12a, 12b への入射角の広い変動に対処させて扇状に形成し、被覆部 14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂ で作動流体を加速させる一方、馬蹄渦を前縁 12a, 12b から遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成としたので、パッセージ渦の強さを弱め二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0057】

図 7 および図 8 は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第 4 実施形態を示す概念図である。

【0058】

なお、第 1 実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

【0059】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、第 1 実施形態と同様に、タービンディスク等の壁面 13 に植設された一方の翼体 11a と隣接する他方の翼体 11b とのそれぞれの前縁 12a, 12b と壁面 13 との角部（根元部）に前縁 12a, 12b から上流側に向って長く延び、断面が、前縁 12a, 12b の高さ方向に向って例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部 16a, 16b に形成する被覆部 14a, 14b を翼体 11a, 11b の前縁部 12a, 12b に備える一方、翼体 11a, 11b を支持する壁面 13 を前縁 12a, 12b から上流側に向って右下りの直線状の傾斜面 19 に形成したものである。

【0060】

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第 1 実施形態と同一になっているの

で重複説明を省略する。

【0061】

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bから上流側に向って延び、断面が、前縁12a, 12bの高さ方向に向って例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁部12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状の傾斜面19に形成し、被覆部14a, 14bおよび傾斜面19で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0062】

図9および図10は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第5実施形態を示す概念図である。

【0063】

なお、第1実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

【0064】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、第1実施形態と同様に、タービンディスク等の壁面13に植設された一方の翼体11aと隣接する他方の翼体11bとのそれぞれの前縁12a, 12bと壁面13との角部（根元部）に前縁12a, 12bから上流側に向って長く延び、断面が前縁12a, 12bの長さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を翼体11a, 11bの中間部分から上流の前縁12a, 12b側に向って、右下りの傾斜曲面20に形成したものである。

【0065】

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第1実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

【0066】

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bから上流側に向って延び、断面が前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を翼体11a, 11bの中間部分から上流の前縁12a, 12b側に向って、右下りの傾斜曲面20に形成し、被覆部14a, 14bおよび傾斜曲面20で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦の生成を抑制する構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0067】

図11および図12は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第6実施形態を示す概念図である。

【0068】

なお、第2実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

【0069】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、第2実施形態と同様に、例えば、タービンディスク等の壁面13に植設された一方の翼体11aと隣接する他方の翼体11bとのそれぞれの前縁12a, 12bと壁面13との角部に前縁12a, 12bから上流側に向って長く延び、断面が前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成し、かつ前縁12a, 12bに対し、扇状に形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状の傾斜面19に形成したものである。

【0070】

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第2実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

【0071】

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bから上流側に向かって延び、断面が前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bを扇状に形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を前縁12a, 12bから上流側に向って、右下りの直線状の傾斜面19に形成し被覆部14a, 14bおよび傾斜面19で作動流体の流れを加速させ馬蹄渦を前縁12a, 12bから遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0072】

図13および図14は、タービンノズルを例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第7実施形態を示す概念図である。

【0073】

なお、第1実施形態および第3実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

【0074】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、第3実施形態と同様に、タービンノズルの頂部側に設けたダイヤフラム外輪等の壁面13aとタービンノズルの根元部側に設けたダイヤフラム内輪等の壁面13bとで支持させた翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの頂部側および根元部側のそれぞれと壁面13a, 13bのそれぞれとの角部に被覆部14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂を設けたものである。

【0075】

被覆部14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂はタービンノズルの翼体11a, 11bの前縁12a, 12bにおける頂部側および根元部側のそれぞれから上流側に向って延び、断面が、前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば凹曲面状に隆起させた隆起部16a₁, 16a₂, 16b₁, 16b₂に形成させるとともに、作動流体の前縁12a, 12bへの入射角の広い変動に対処させて隆起部16a₁, 16a₂, 16b₁, 16b₂を扇状に形成させている。

【0076】

また、本実施形態は、翼体11a, 11bを支持する壁面13a, 13bのうち、根元部側の壁面13aを前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状に傾斜面19aに形成するとともに、頂部側の壁面13bも前縁12a, 12bから上流側に向って右上りの直線状の傾斜面19bに形成されている。

【0077】

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第1実施形態および第3実施形態と同一になっているので、重複説明を省略する。

【0078】

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bにおける頂部側および根元部側のそれぞれから上流側に向って延び、断面が、前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば凹曲面状に隆起させた、隆起部16a₁, 16a₂, 16b₁, 16b₂を扇状に形成する被覆部14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂を翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備え、被覆部14a₁, 14a₂, 14b₁, 14b₂を作動流体の前縁12a, 12bへの入射角の広い変動に対処して扇状に形成させる。

【0079】

一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13a, 13bのうち、根元部側の壁面13aを前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状の傾斜面19aに形成させるとともに、頂部側の壁面13bを前縁12a, 12bから上流側に向って右上りの直線状の傾斜面19bに形成させ、根元部側および頂部側のそれぞれを被覆部14a₁, 14a

2, 14b₁, 14b₂ および傾斜面19a, 19bで作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦を前縁12a, 12bから遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱め、翼体11a, 11bの根元部側および頂部側のそれぞれの二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0080】

なお、本実施形態は、翼体11a, 11bを支持する壁面13a, 13bのうち、根元部側の壁面13aを前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状の傾斜面19aに形成せるとともに、頂部側の壁面13bを前縁12a, 12bから上流側に向って右上りの直線状の傾斜面19bに形成させたが、この例に限らず、図15および図16に示すように、翼体11a, 11bを支持する壁面13a, 13bのうち、根元部側の壁面13aを前縁12a, 12bから上流側に向って右下りの直線状の傾斜面19aにしてもよく、また、図17および図18に示すように、翼体11a, 11bを支持する壁面13a, 13bのうち頂部側の壁面13bを前縁12a, 12bから上流側に向って右上りの直線状の傾斜面19bにしてもよい。

【0081】

図19および図20は、タービン動翼を例示とする本発明に係るタービン翼列装置の第10実施形態を示す概念図である。

【0082】

なお、第2実施形態の構成要素と同一構成要素には同一符号を付す。

【0083】

本実施形態に係るタービン翼列装置は、第2実施形態と同様に、例えば、タービンディスク等の壁面13に植設された一方の翼体11aと隣接する他方の翼体11bとのそれぞれの前縁12a, 12bと壁面13との角部に前縁12a, 12bから上流側に向って長く延び、断面が前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bに形成し、かつ前縁12a, 12bに対し、扇状に形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁部12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの中間部分から上流の前縁12a, 12b側に向って右下りの傾斜曲面20に形成したものである。

【0084】

なお、他の構成要素およびそれに対応する部分は、第2実施形態と同一になっているので重複説明を省略する。

【0085】

このように、本実施形態は、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bから上流側に向って延び、断面が前縁12a, 12bの高さ方向に向って、例えば、凹曲面状に隆起させた隆起部16a, 16bを扇状に形成する被覆部14a, 14bを翼体11a, 11bの前縁12a, 12bに備える一方、翼体11a, 11bを支持する壁面13を翼体11a, 11bの中間部分から上流の前縁12a, 12b側に向って右下りの傾斜曲面20に形成し、被覆部14a, 14bおよび傾斜曲面20で作動流体の流れを加速させ、馬蹄渦を前縁12a, 12bから遠からしめ、馬蹄渦の生成を抑制し、境界層を薄くする構成にしたので、パッセージ渦の強さを弱めて二次流れ損失をより一層低減させることができる。

【0086】

なお、本実施形態に係るタービン翼列装置は、タービン動翼に適用しているが、この例に限らず、タービンノズルに適用してもよい。この場合、タービンノズルは、図21および図22に示すように、翼体11a, 11bの前縁12a, 12bの根元部側と壁面13aとの角部に扇状に形成する被覆部14a₁, 14b₁を備えると同時に、翼体11a, 11bの頂部側と壁面13bとの角部にも、扇状の被覆部14a₂, 14b₂をそれぞれ備える。

【0087】

また、本実施形態に係るタービンノズルは、翼体11a, 11bの両端を、壁面13a, 13bで支持させるが、翼体11a, 11bを支持させる壁面13a, 13bのうち、

根元部側および頂部側のそれぞれの壁面 13 a, 13 b を、例えば、図 21 および図 22 に示すように、翼体 11 a, 11 b の中間部分から上流の前縁 12 a, 12 b 側に向って、右下りおよび右上りのそれぞれの傾斜曲面 20 a, 20 b に形成してもよく、また、図 23 および図 24 に示すように、翼体 11 a, 11 b を支持する壁面 13 a, 13 b のうち、根元部側の壁面 13 a を、翼体 11 a, 11 b の中間部分から上流の前縁 12 a, 12 b 側に向って右下りの傾斜曲面 20 a に形成してもよく、また、図 25 および図 26 に示すように、翼体 11 a, 11 b を支持する壁面 13 a, 13 b のうち、根元部側の壁面 13 a を、翼体 11 a, 11 b の中間部分から上流の前縁 12 a, 12 b 側に向って右下りの傾斜曲面 20 a に形成させ、頂部側の壁面 13 b を、前縁 12 a, 12 b から上流側に向って右上りの直線状の傾斜面 19 に形成させてもよい。

【図面の簡単な説明】

【0088】

- 【図 1】 本発明に係るタービン翼列装置の第 1 実施形態を示す概念図。
- 【図 2】 図 1 の A-A 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 3】 本発明に係るタービン翼列装置の第 2 実施形態を示す概念図。
- 【図 4】 図 3 の B-B 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 5】 本発明に係るタービン翼列装置の第 3 実施形態を示す概念図。
- 【図 6】 図 5 の C-C 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 7】 本発明に係るタービン翼列装置の第 4 実施形態を示す概念図。
- 【図 8】 図 7 の D-D 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 9】 本発明に係るタービン翼列装置の第 5 実施形態を示す概念図。
- 【図 10】 図 9 の E-E 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 11】 本発明に係るタービン翼列装置の第 6 実施形態を示す概念図。
- 【図 12】 図 11 の F-F 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 13】 本発明に係るタービン翼列装置の第 7 実施形態を示す概念図。
- 【図 14】 図 13 の G-G 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 15】 本発明に係るタービン翼列装置の第 8 実施形態を示す概念図。
- 【図 16】 図 15 の H-H 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 17】 本発明に係るタービン翼列装置の第 9 実施形態を示す概念図。
- 【図 18】 図 17 の I-I 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 19】 本発明に係るタービン翼列装置の第 10 実施形態を示す概念図。
- 【図 20】 図 19 の J-J 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 21】 本発明に係るタービン翼列装置の第 11 実施形態を示す概念図。
- 【図 22】 図 21 の K-K 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 23】 本発明に係るタービン翼列装置の第 12 実施形態を示す概念図。
- 【図 24】 図 23 の L-L 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 25】 本発明に係るタービン翼列装置の第 13 実施形態を示す概念図。
- 【図 26】 図 25 の M-M 矢視方向から見たタービン翼列装置の側面図。
- 【図 27】 従来のタービン翼列装置を示す概念図。
- 【図 28】 従来のタービン翼列装置の二次流れ損失を示す線図。

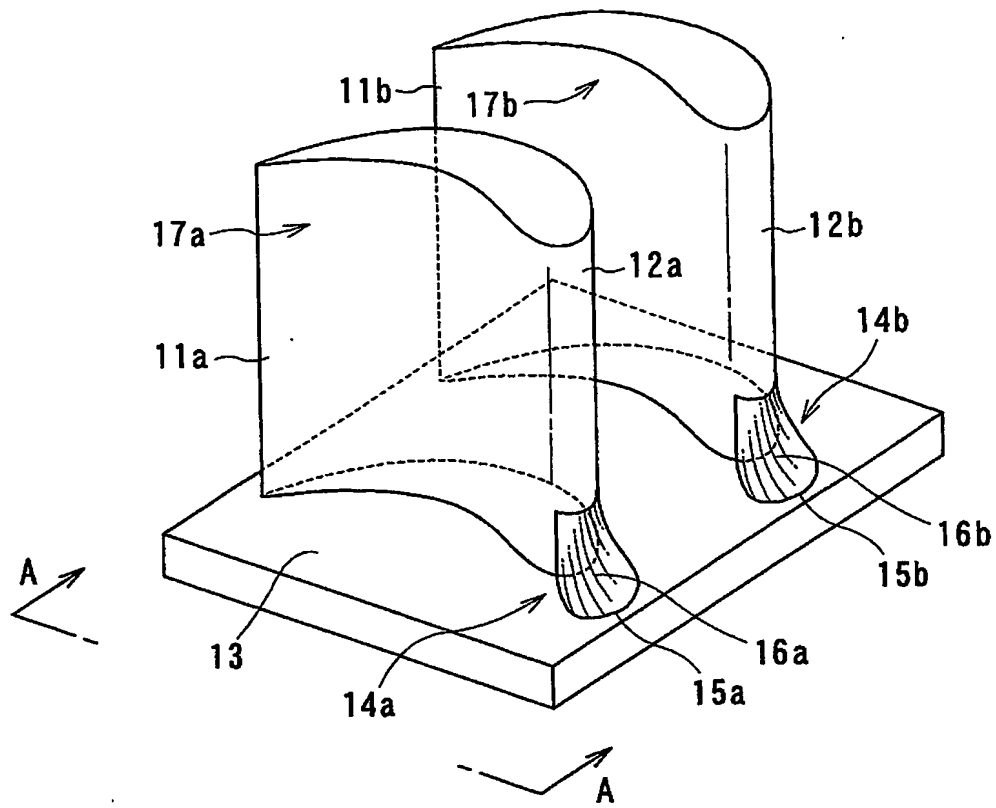
【符号の説明】

【0089】

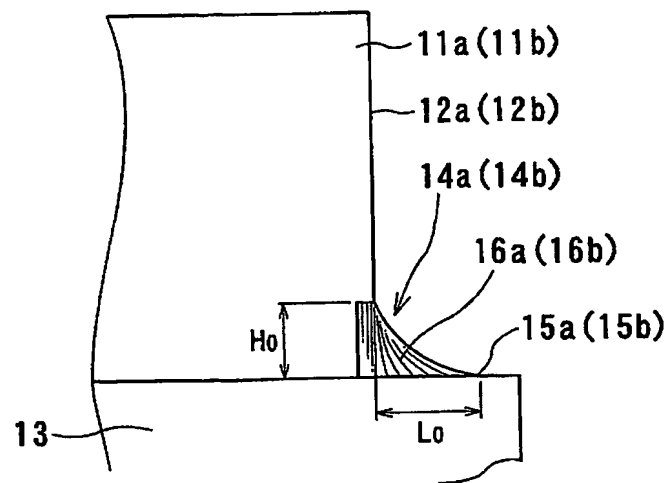
- 1 a, 1 b 翼体
- 2 翼列
- 3 a, 3 b 壁面
- 4 流路
- 5 背側
- 6 腹側
- 7 a, 7 b 前縁
- 8 a, 8 b 馬蹄渦

9 a, 9 b パッセージ渦
 10 コーナ渦
 11 a, 11 b 翼体
 12 a, 12 b 前縁
 13, 13 a, 13 b 壁面
 14 a, 14 a₁, 14 a₂, 14 b, 14 b₁, 14 b₂ 被覆部
 15 a, 15 b 据部分
 16 a, 16 a₁, 16 a₂, 16 b, 16 b₁, 16 b₂ 隆起部
 17 a, 17 b 腹側
 18 a, 18 b 背側
 19, 19 a, 19 b 傾斜面
 20, 20 a, 20 b 傾斜曲面

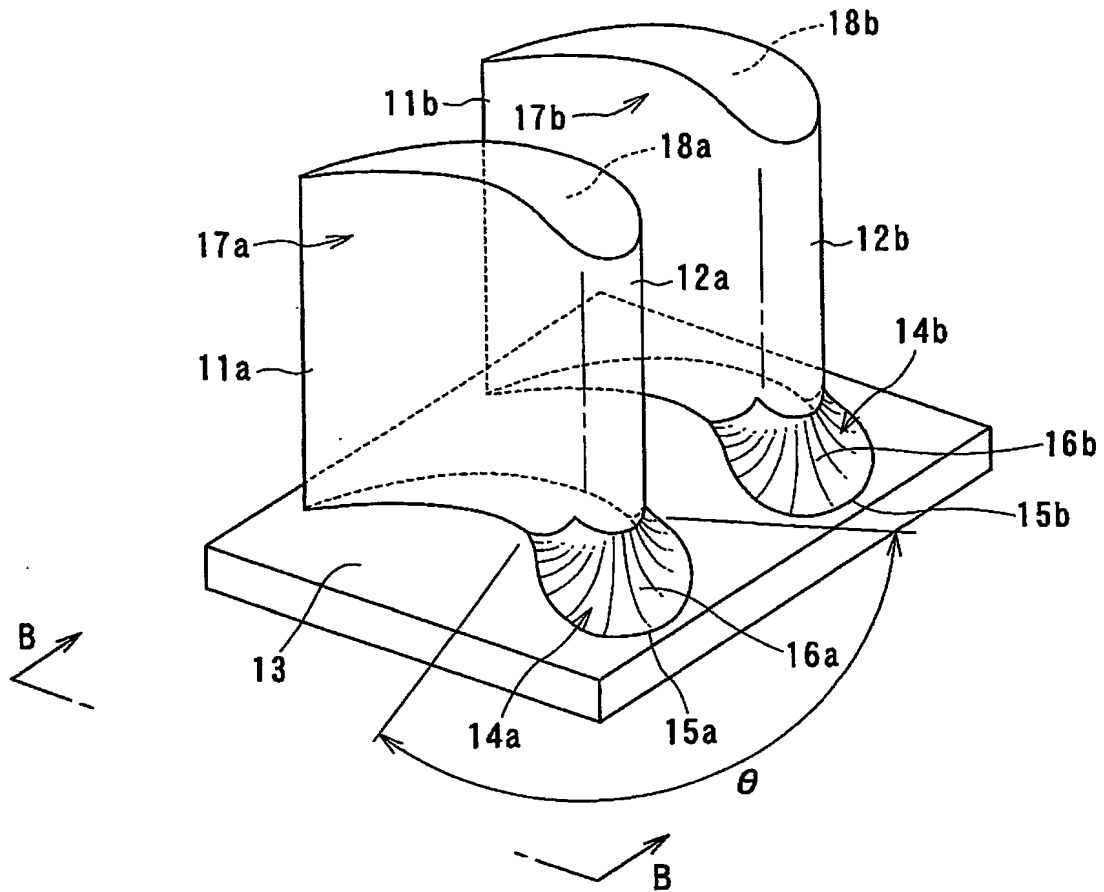
【書類名】 図面
【図 1】



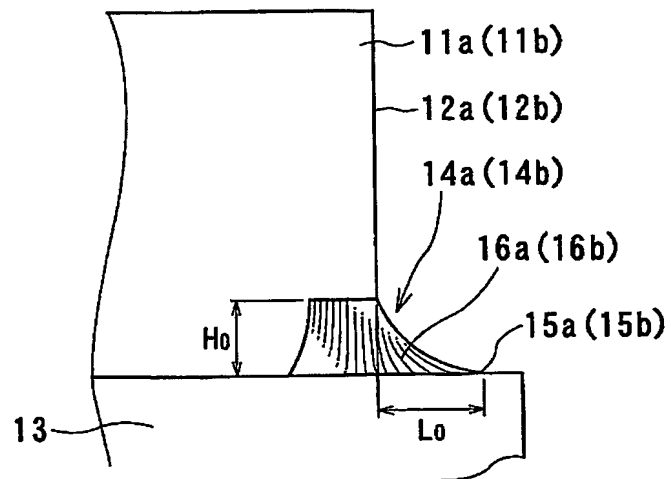
【図 2】



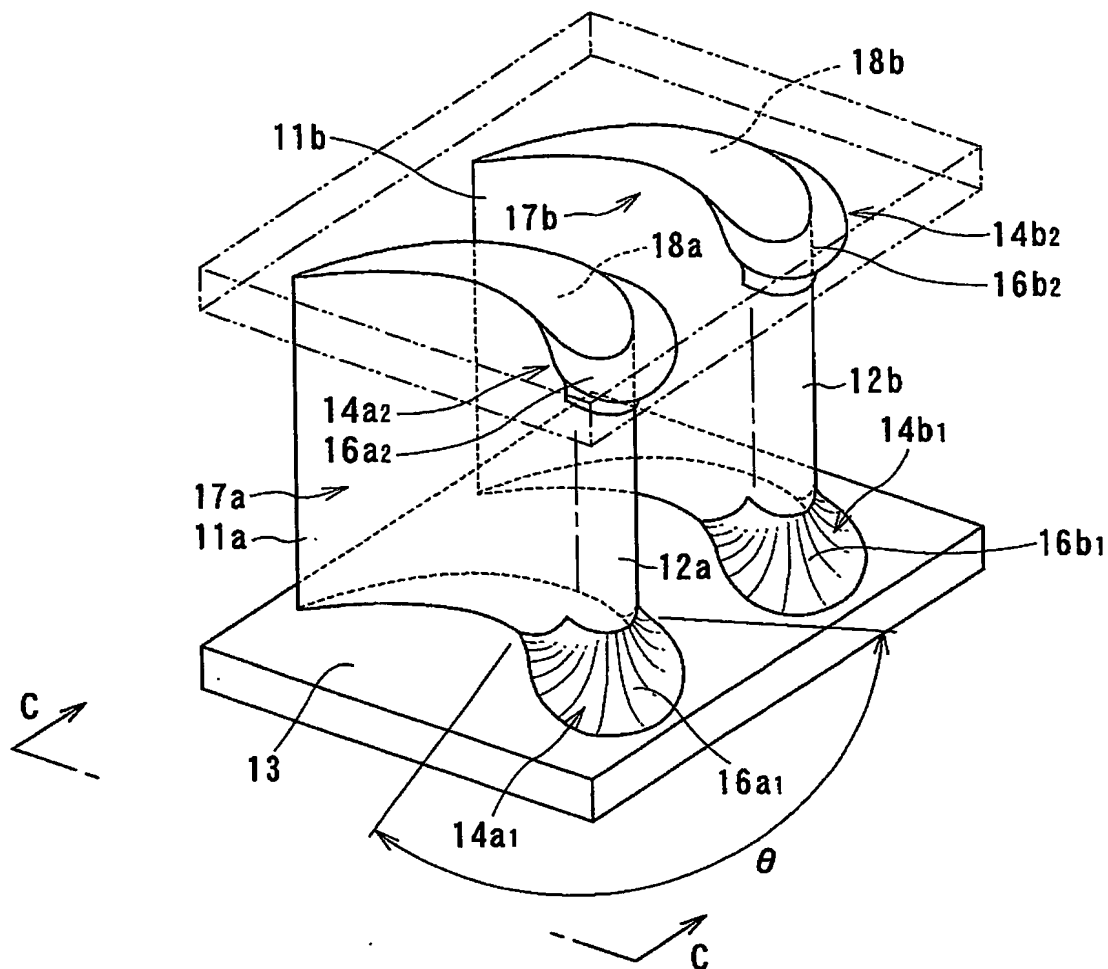
【図 3】



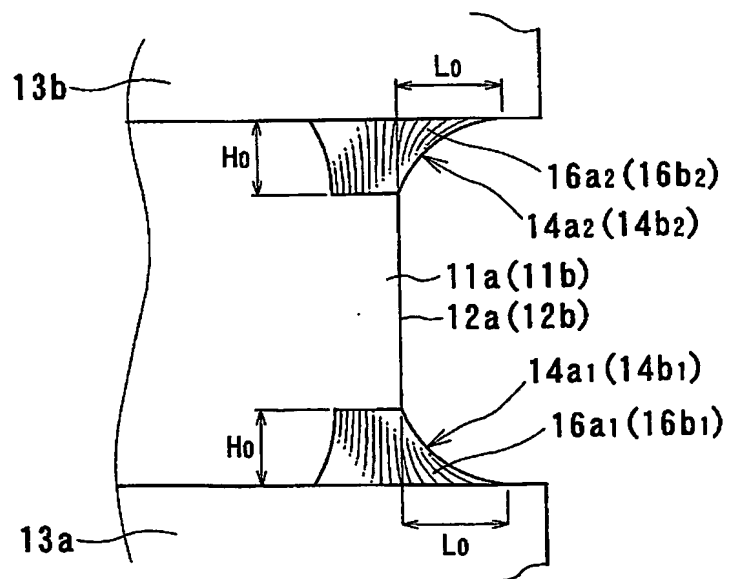
【図 4】



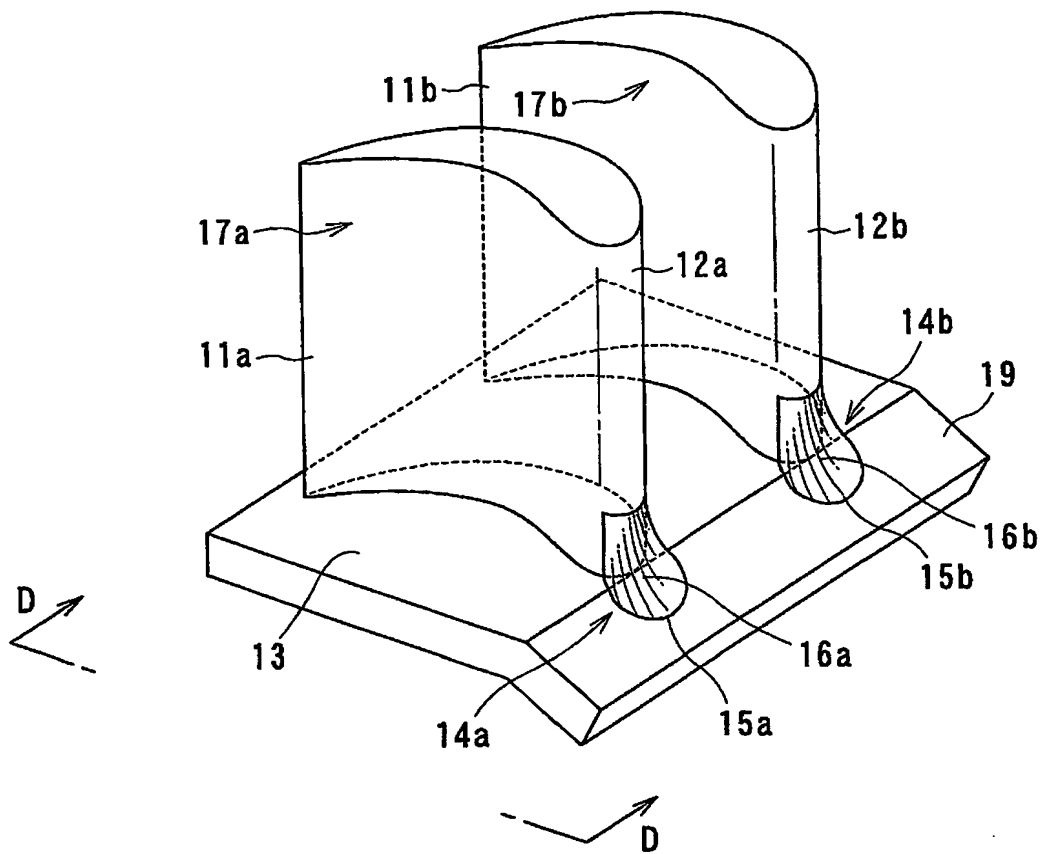
【図 5】



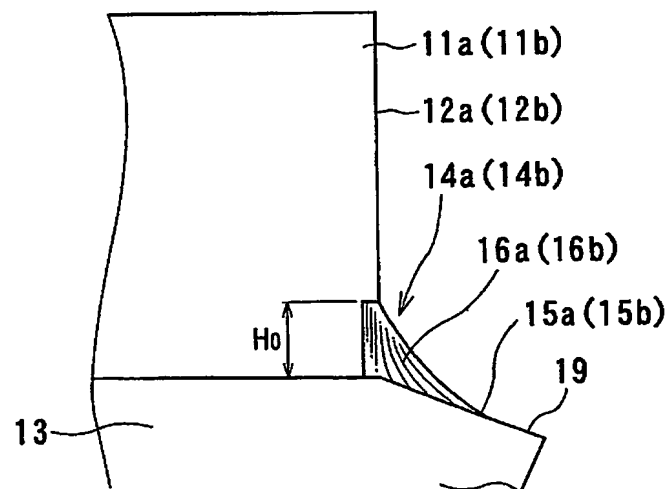
【図 6】



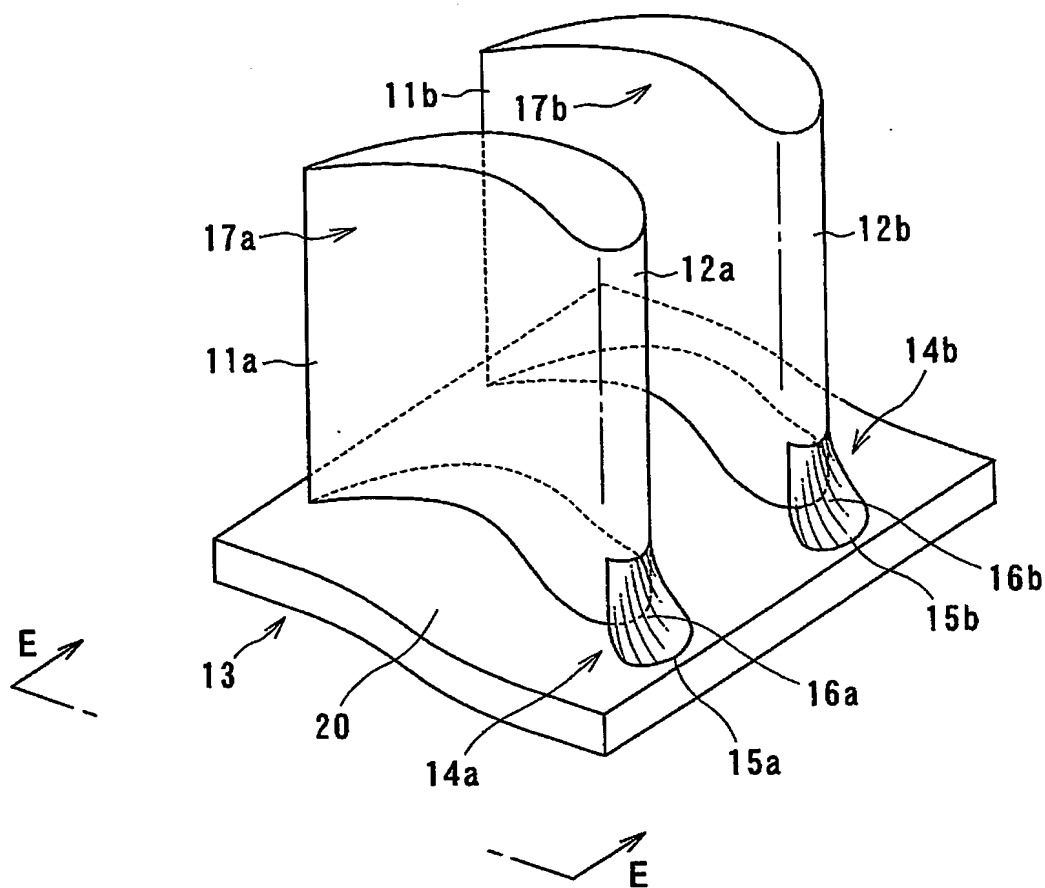
【図 7】



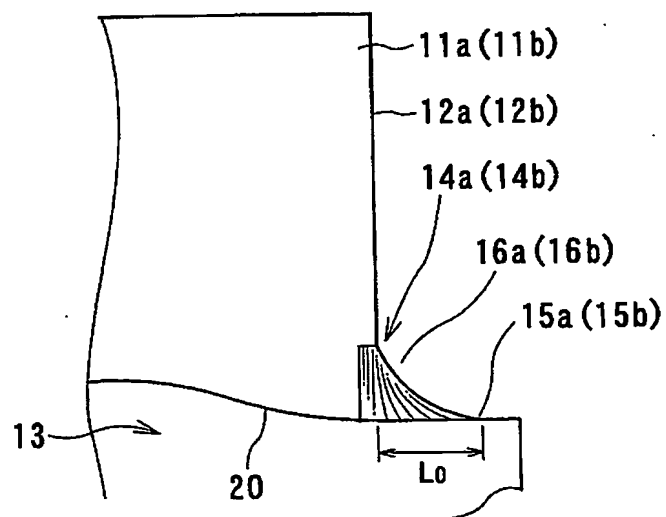
【図 8】



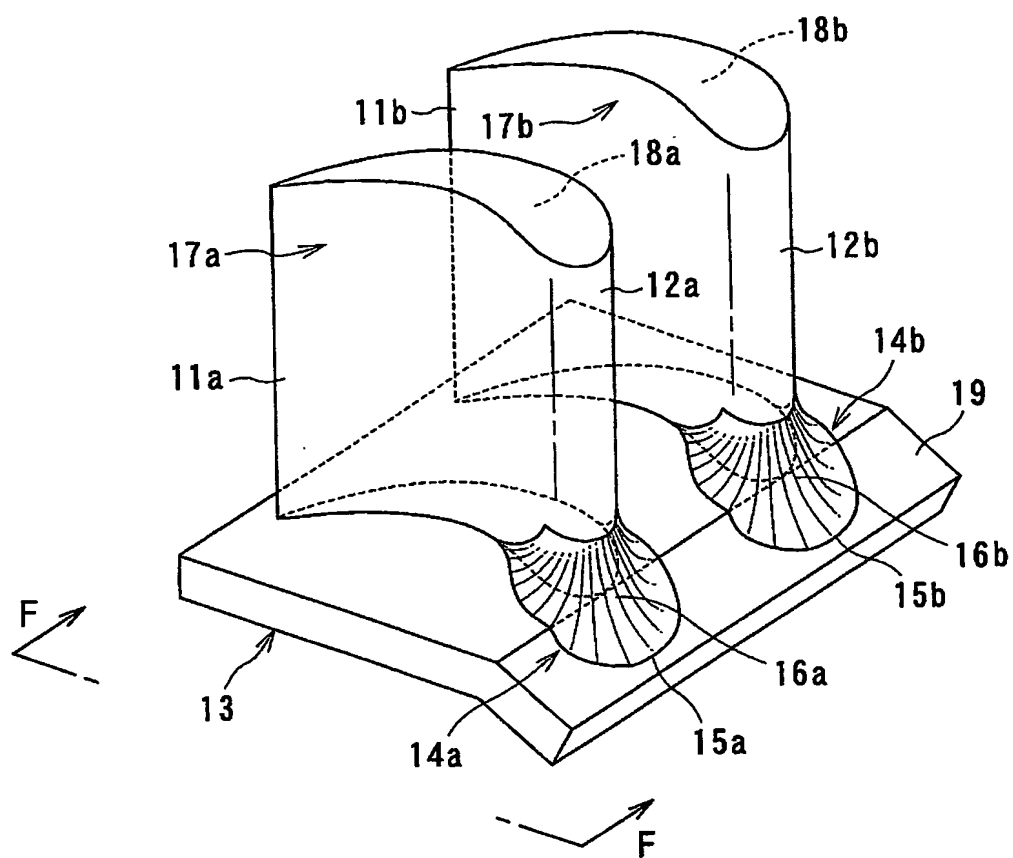
【図 9】



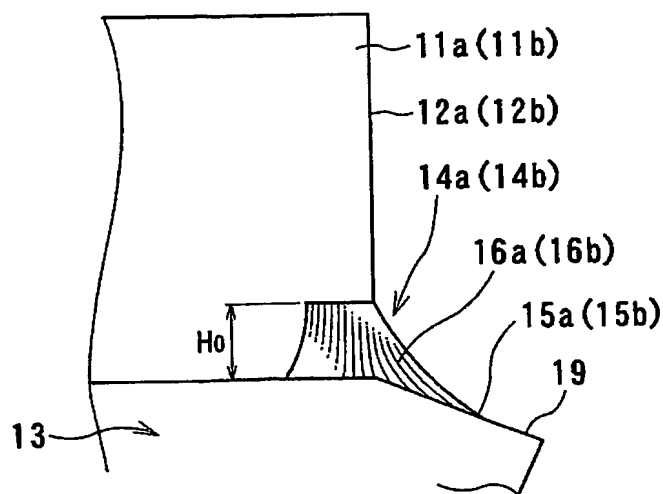
【図 10】



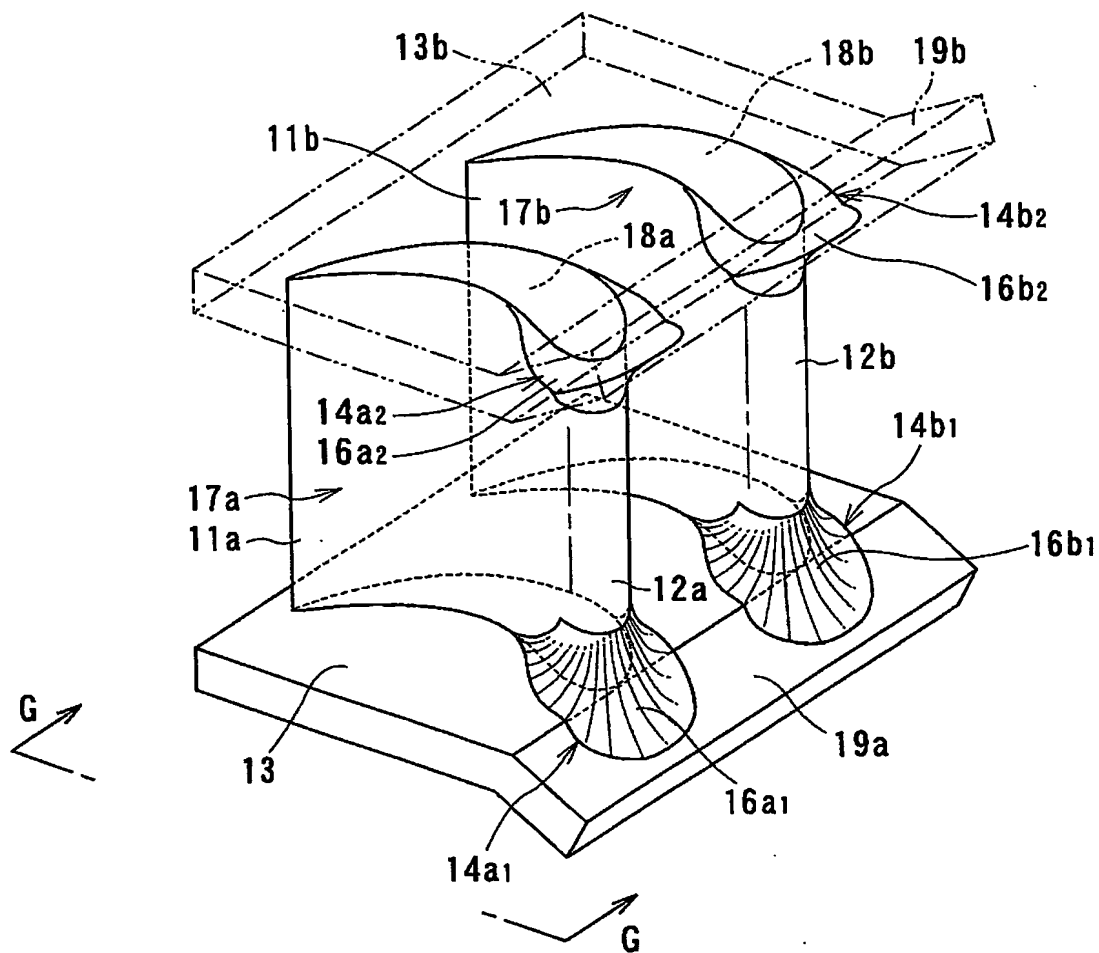
【図 11】



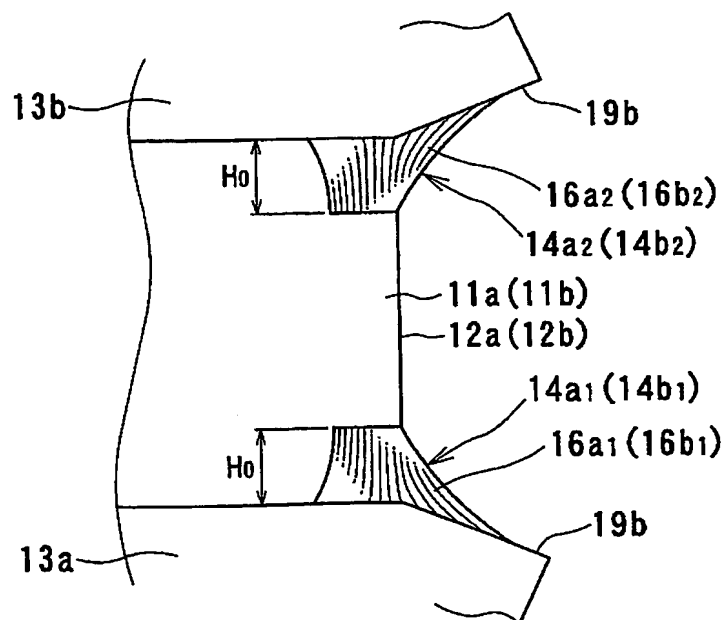
【図 12】



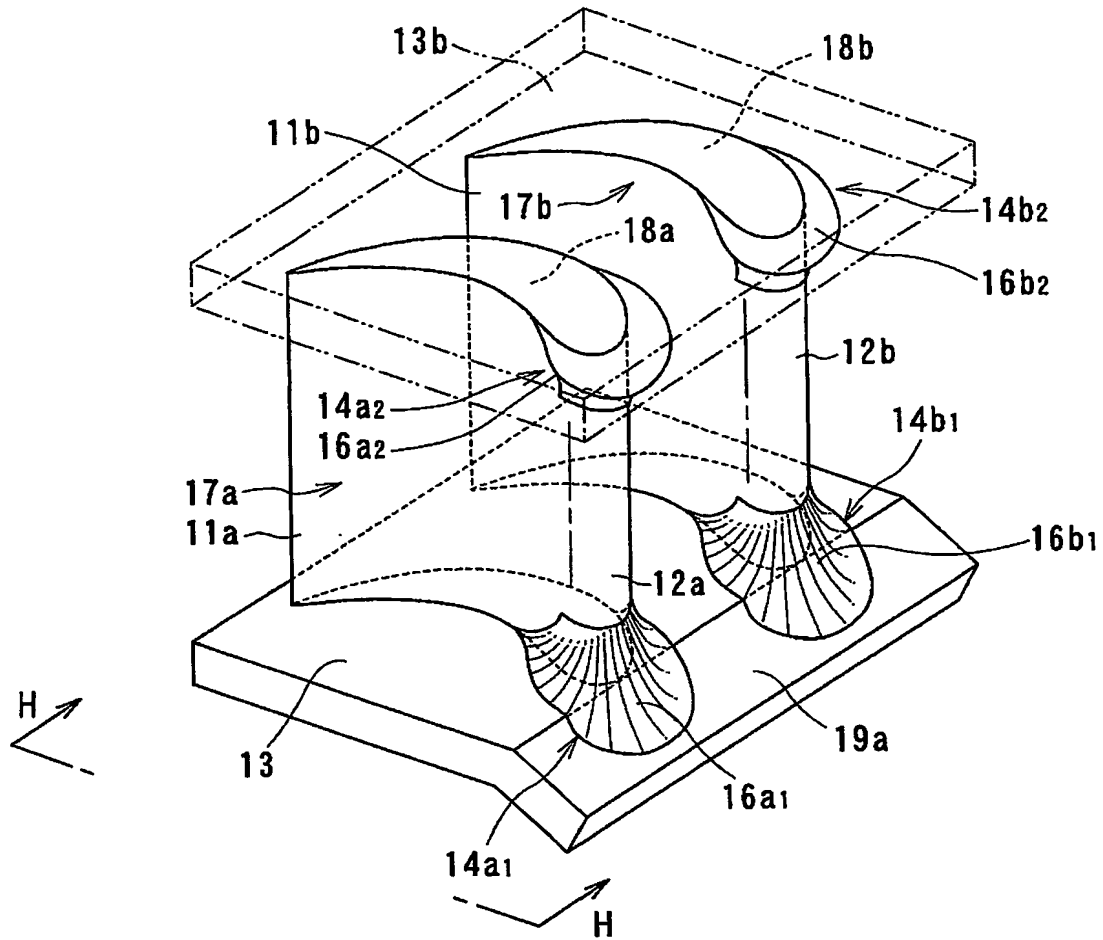
【図 13】



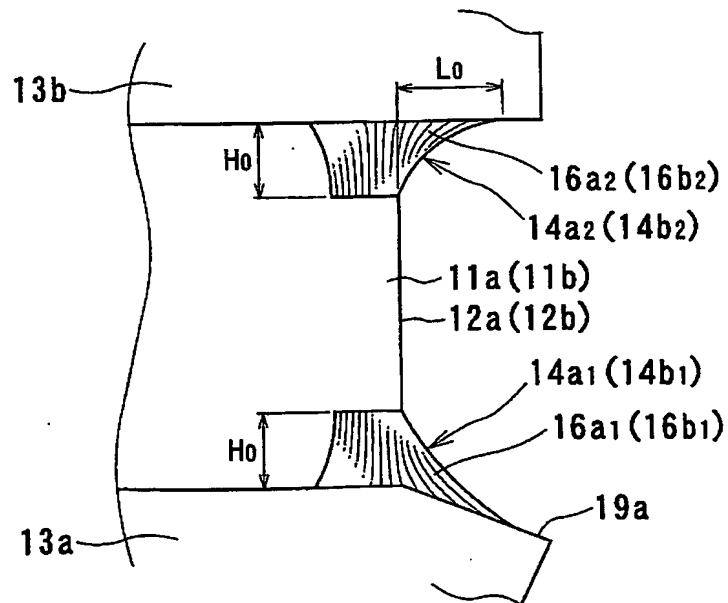
【図 14】



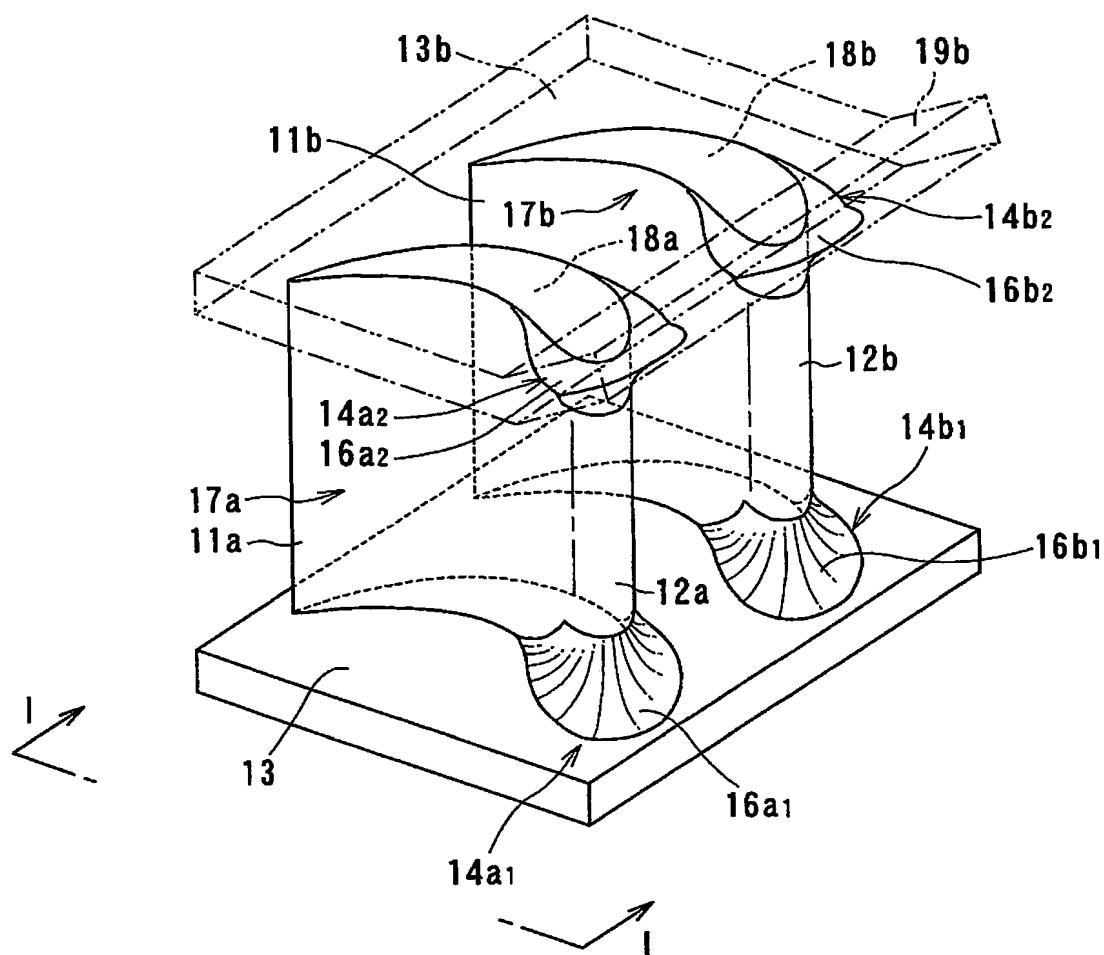
【図 15】



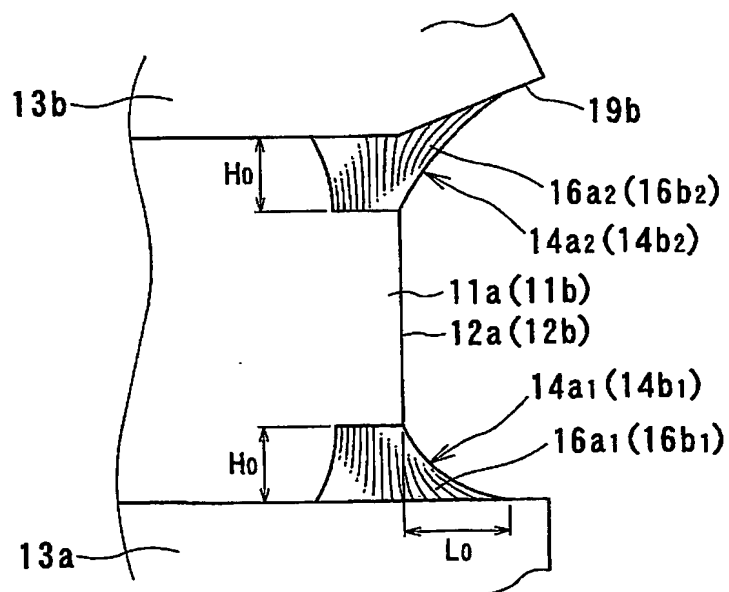
【図 16】



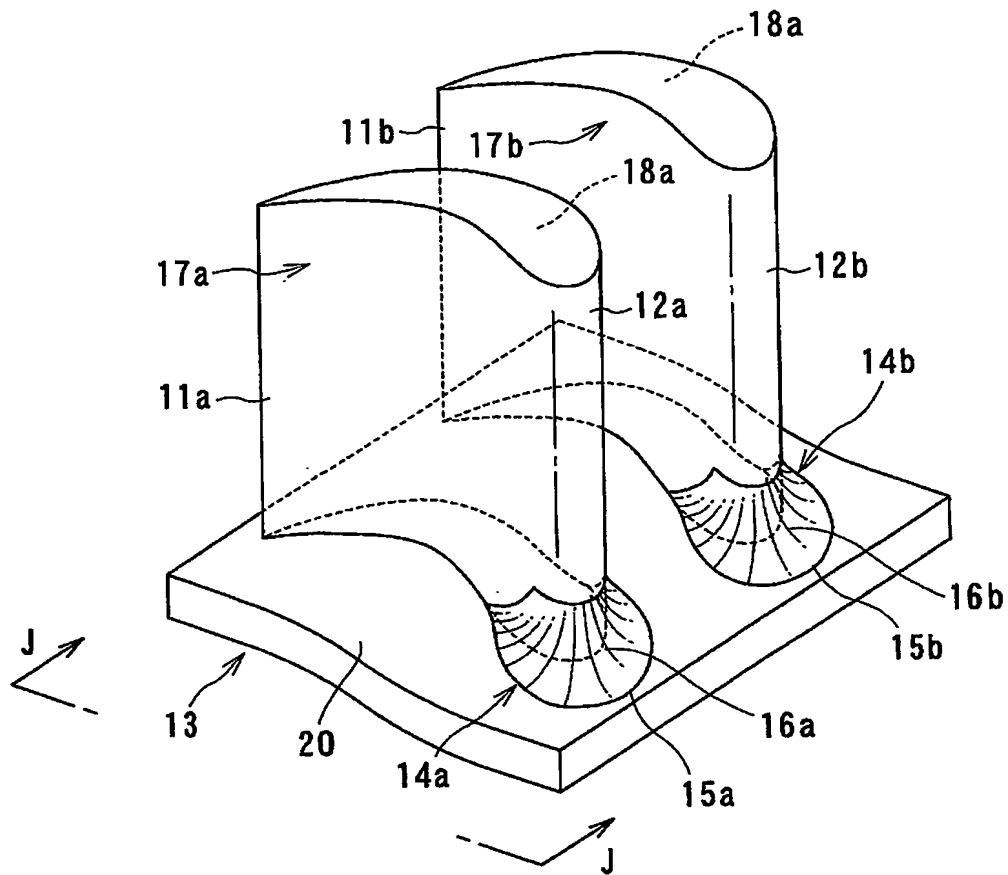
【図 17】



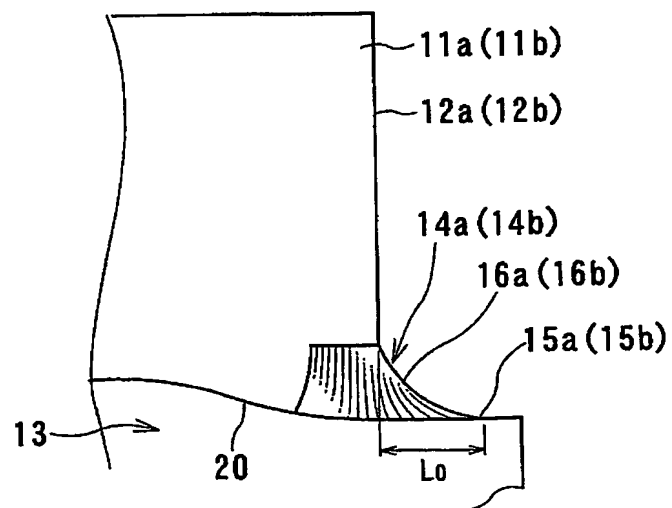
【図 18】



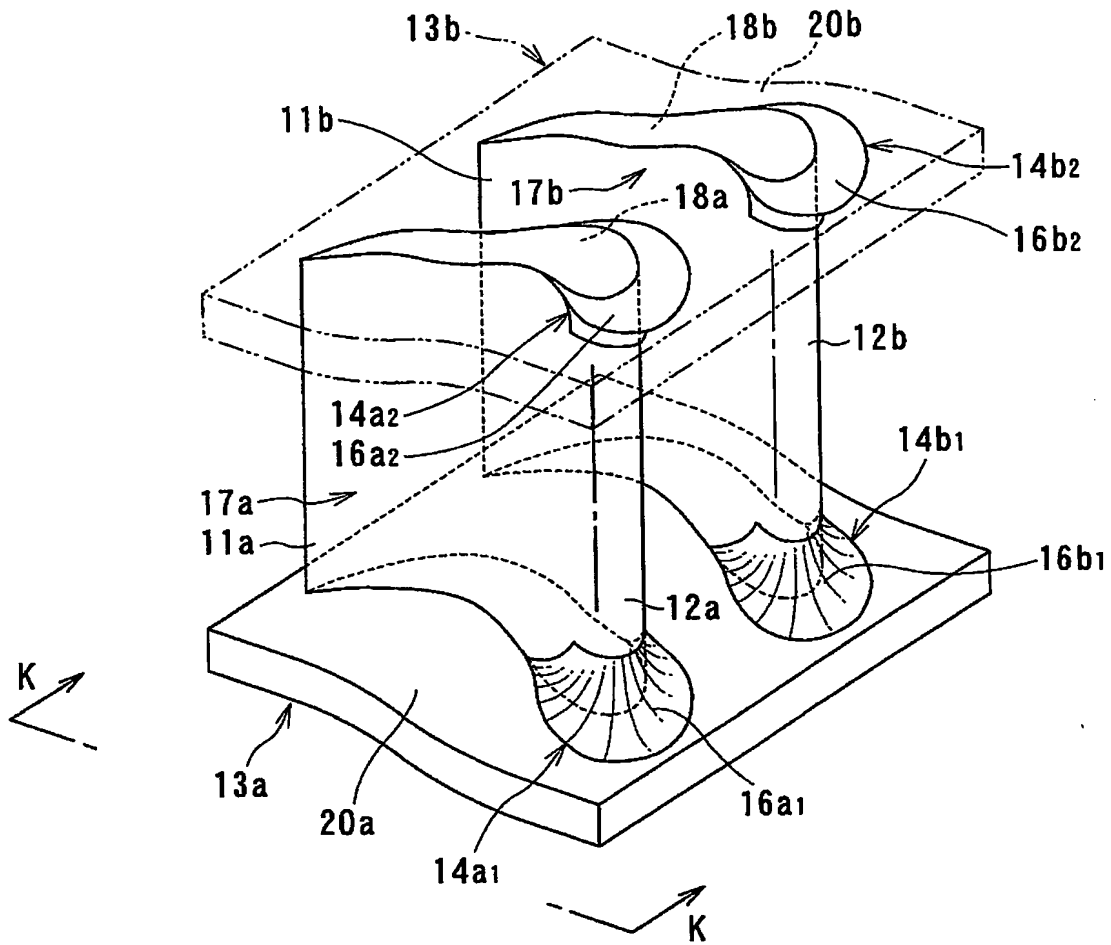
【図 19】



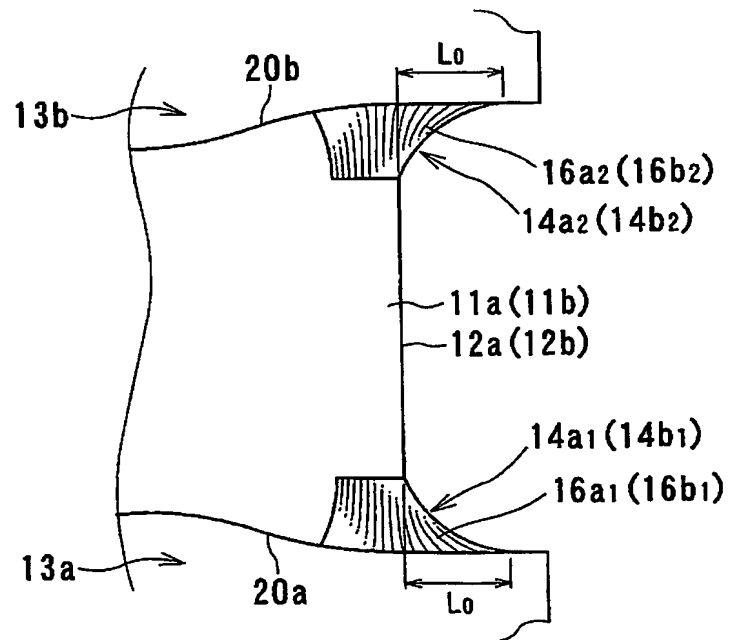
【図 20】



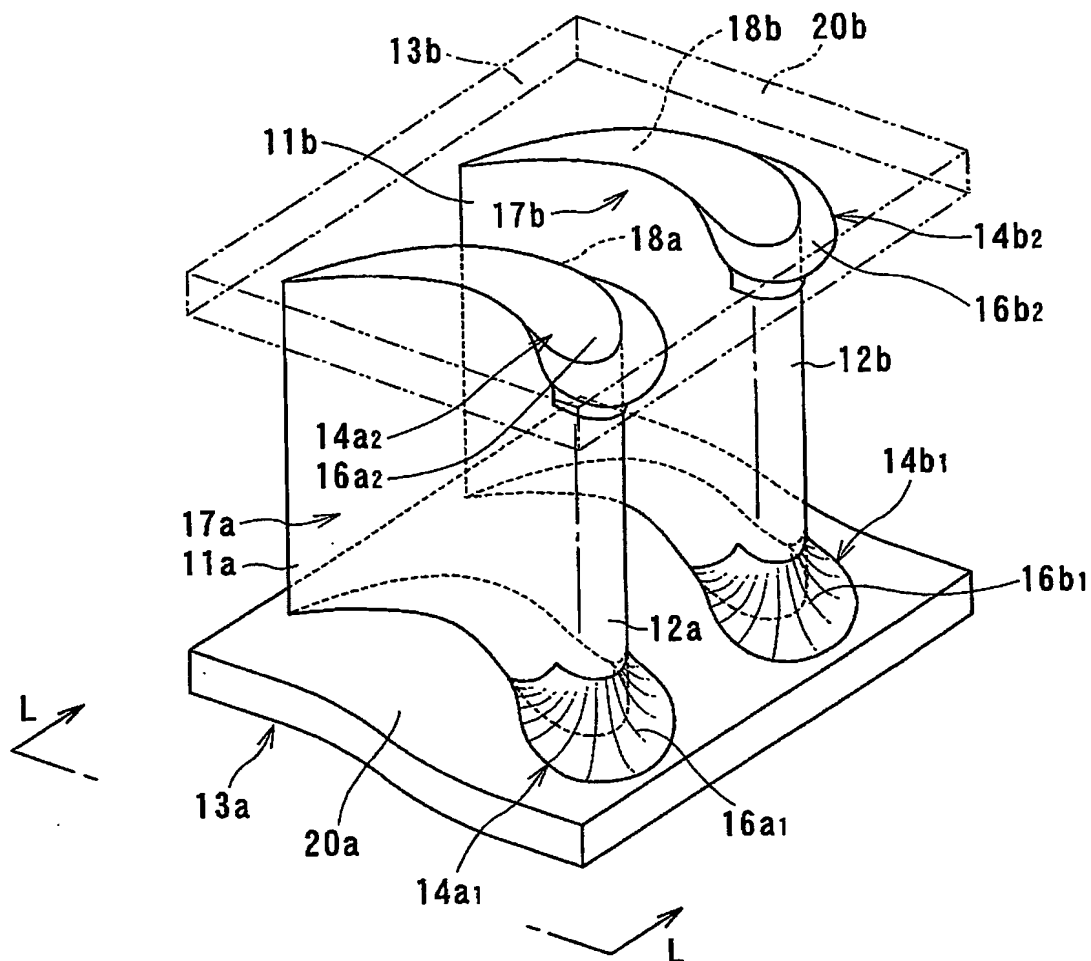
【図 21】



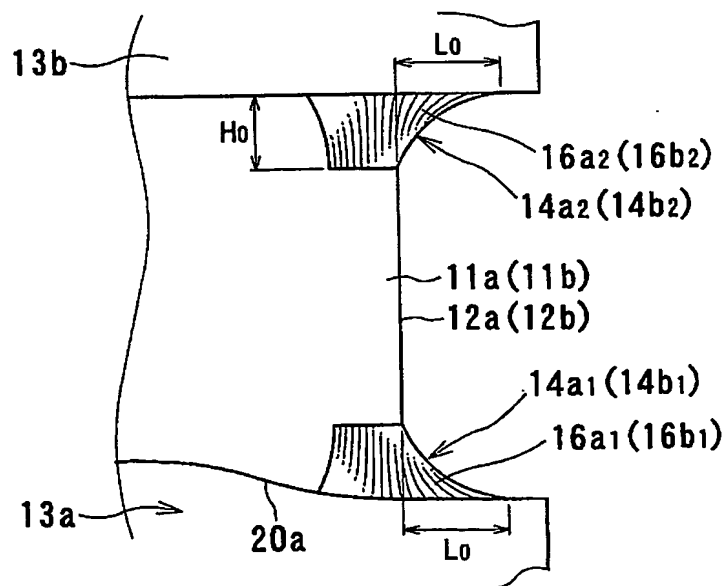
【図 22】



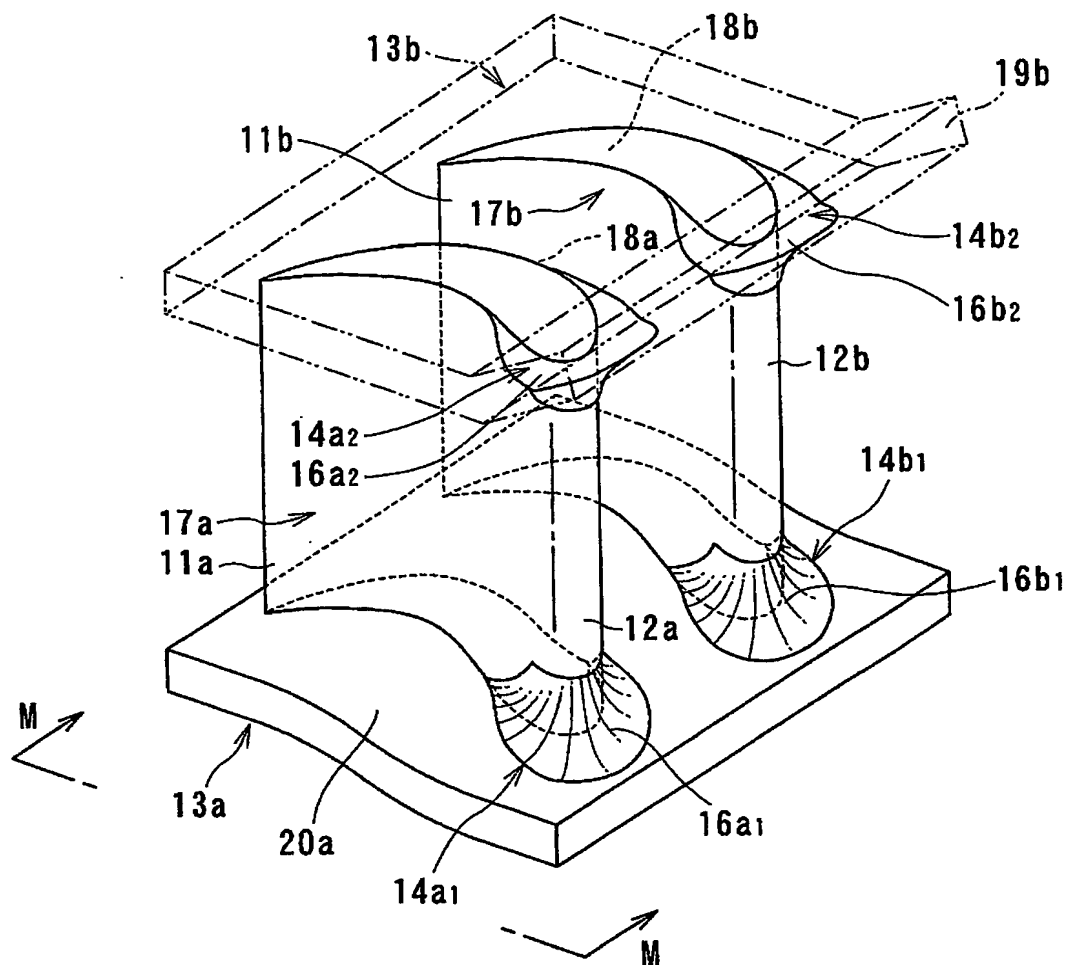
【図 23】



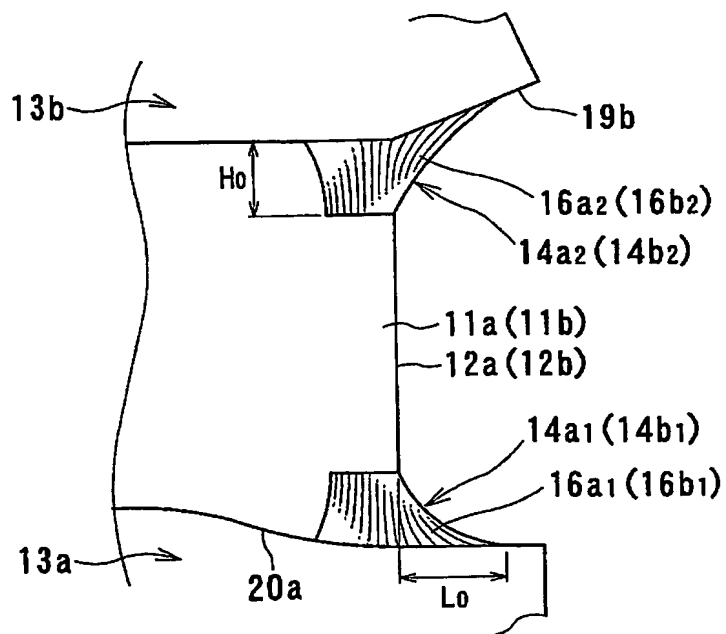
【図 24】



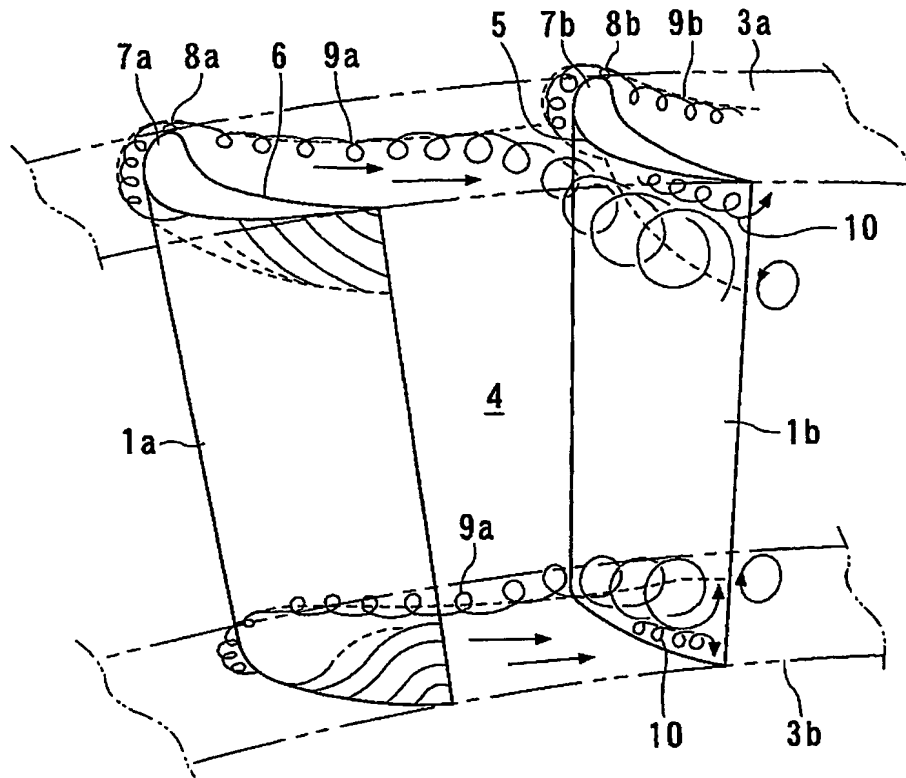
【図 25】



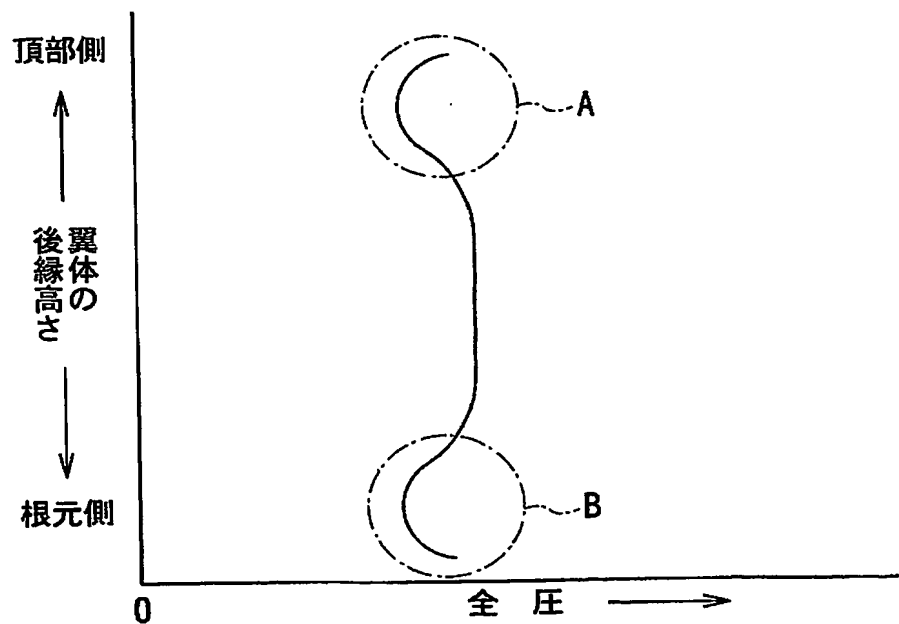
【図 26】



【図 27】



【図 28】



【書類名】 要約書**【要約】**

【課題】 翼体の前縁への作動流体の入射角が変動しても二次流れに基づく二次流れ損失の低減化が図れるタービン翼列装置を提供する。

【解決手段】 本発明に係るタービン翼列装置は、壁面 1 3 に支持され、周方向に沿って列状に配置する翼体 1 1 a, 1 1 b と、翼体 1 1 a, 1 1 b の前縁 1 2 a, 1 2 b と前記壁面 1 3 との間の角部に覆設され、上流側に向って延びる被覆部 1 6 a, 1 6 b とを備えた。

【選択図】 図 1

特願 2 0 0 3 - 3 7 3 6 4 3

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号

[0 0 0 0 0 3 0 7 8]

1. 変更年月日

2 0 0 1 年 7 月 2 日

[変更理由]

住所変更

住 所

東京都港区芝浦一丁目 1 番 1 号

氏 名

株式会社東芝